



Рисунок 3- Изменения перепада давления на стенках и давления по длине жаровой трубы.

ИЗМЕНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ПОСТАНОВКЕ НА САМОЛЕТ

Алаторцев В.П., Горюнов И.М., Гумеров Х.С.

Уфимский государственный авиационный технический университет, г. Уфа

Эксплуатация двигателя на самолете требует установления критериев его нормального функционирования. Контроль работоспособности двигателя осуществляется в полете, при наземных текущих проверках, при выполнении регламентных работ, при заменах и регулировках агрегатов и т.д., с использованием специальных пультов для проверки, бортовых приборов, автоматизированных систем регистрации параметров.

Известно, что характеристики двигателя, установленного на самолете, отличаются от соответствующих характеристик, полученных при испытании этого двигателя на стенде завода-изготовителя. Причины несовпадения характеристик связаны различными факторами, каждый из которых имеет систематические и случайные составляющие. Поэтому единственно надежным методом решения вопроса о количественной оценке влияния самолета является исследование и сравнение случайных распре-

делений параметров одних и тех же двигателей в двух разных условиях испытаний: контрольные испытания на стендах завода-изготовителя и наземные испытания на самолете.

Поставленная задача решалась на примере двигателя двухвальной схемы с форсажной камерой Р25-300 и самолета МиГ-21БИС. Исследуемая статистическая выборка включала 147 двигателей, испытанных в наземных условиях на самолетах в широком диапазоне атмосферных условий (по температуре окружающей среды t_0 от -30 до $+40$ °С, по давлению B_0 от 735 до 780 мм рт. ст.), что сделало необходимым проверку адекватности формул приведения и применение статистических поправок при приведении параметров двигателей к стандартным атмосферным условиям (САУ).

Исходя из необходимости сохранения преемственности технологии оценки и отладки основных термодинамических параметров двигателя в разных условиях испытаний, анализ влияния самолета проводился по ограниченному числу измеряемых параметров, соответствующей штатной для данного типа двигателя препарировке: частоте вращения ротора низкого давления (n_1 , %), частоте вращения ротора высокого давления (n_2 , %), температуре газов за турбиной (t^*_T , °С), статическому давлению воздуха за компрессором высокого давления (p_K), коэффициенту редукции в магистральной подвода воздуха к регулятору форсажного режима насоса форсажного топлива (K').

Приведенные к САУ и номинальному значению частоты вращения ротора низкого давления ($n_{1 \text{ ном}}$) параметры двигателя определялись по уравнениям 1 и 2 с учетом найденных статистических поправок, учитывающих неадекватность общепринятых формул приведения:

$$n_{2 \text{ пр } 0} = n_{2 \text{ сам}} + K_{np} (n_{1 \text{ ном}} - n_1) + K_{nt} (15 - t_0) \quad (1)$$

$$t^*_{T \text{ пр } 0} = t^*_{T \text{ сам}} + K_{tn} (n_{1 \text{ ном}} - n_1) + K_{tt} (15 - t_0) \quad (2)$$

В уравнениях 1 и 2 коэффициенты для отнесения параметров к номинальному значению режимного параметра n_1 - (K_{np} и K_{tn}) приняты в соответствии со среднестатистической дроссельной характеристикой исследуемого типа двигателя (табл. 1).

Таблица 1

Режим	Максимальный (М)	Минимальный форсаж (МФ)	Первый фор- саж (1Ф)	Чрезвычайный режим (ЧР)
$n_{1 \text{ ном}}$	100,5	100,5	100,5	102,5
K_{np}	0,6	0,6	0,6	0,6
K_{tn}	15	15	15	15

Поправочные коэффициенты для приведения параметров к САУ - ($K_{пт}$ и $K_{тл}$) получены по результатам проведенного линейного регрессионного анализа зависимостей $n_{20} = f(t_0)$ и $t_{т0}^* = f(t_0)$, где n_{20} и $t_{т0}^*$ - отнесенные к $n_{1\text{ ном}}$ величины измеренных на самолете параметров $n_{2\text{ сам}}$ и $t_{т\text{ сам}}^*$ (табл.2)

Таблица 2

Режим	М	МФ	1Ф	ЧР
$K_{пт}$	0,049	0,038	0,038	0,038
$K_{тл}$	0,76	0,5	0,4	0,4

В таблице 3 приведены основные статистические характеристики случайных распределений параметров - среднее и среднеквадратическое отклонение (СКО) приведенных параметров для двух выборок: формулярные данные контрольных испытаний двигателей на стенде завода, наземные испытания двигателей при первой установке на самолет.

Таблица 3

Режим	М	М	М	М	1Ф
Пар-ры распр-я	$t_{т\text{ про}}^*$	$t_{т\text{ про}}^*$	$n_{2\text{ про}}$	$n_{2\text{ про}}$	$t_{т\text{ про}}^*$
	ф-р	сам	ф-р	сам	ф-р
Среднее	622	653	98,8	99,5	750
СКО	13,4	14	0,31	0,40	12,7

Режим	1Ф	1Ф	1Ф	1Ф	1Ф
Пар-ры распр-я	$t_{т\text{ про}}^*$	$n_{2\text{ про}}$	$n_{2\text{ про}}$	K'	K'
	сам	ф-р	сам	ф-р	сам
Среднее	759	102,4	102,3	0,254	0,252
СКО	13,4	0,29	0,42	0,0036	0,004

Режим	МФ	МФ	МФ	МФ	ЧР	ЧР
Пар-ры распр-я	$t_{т\text{ про}}^*$	$t_{т\text{ про}}^*$	$n_{2\text{ про}}$	$n_{2\text{ про}}$	$t_{т\text{ про}}^*$	$t_{т\text{ про}}^*$
	ф-р	сам	ф-р	сам	ф-р	сам
Среднее	680	688	100,5	100,4	770	778
СКО	13,2	13,2	0,29	0,45	13,2	12,5

Решение о значимом влиянии самолета принималось на основании статистической проверки гипотезы о сравнении двух средних (табл. 4) из нормально распределенной генеральной совокупности при различных условиях определения параметров двигателей (на заводском стенде и на самолете).

Таблица 4

Режим	М	М	1Ф	1Ф	1Ф	МФ	ЧР
Разность параметров (сам.-форм.)	Δn_2	Δt^*_{τ}	Δn_2	Δt^*_{τ}	$\Delta K'$	Δt^*_{τ}	Δt^*_{τ}
Среднее	0,7	31	-0,1	9	-0,002	8	8
СКО	0,33	15,5	0,33	12,9	0,005	14	12,9

Поскольку обе статистические выборки нельзя считать независимыми, заключение о неслучайном влиянии самолета сделано на основании сравнения выборочных значений критерия [t выб], имеющего распределение Стьюдента [1] с предельным табличным. Для объема выборки из 147 двигателей при вероятности ошибки $\alpha = 0,01$ и одностороннем ограничении на контролируемые параметры, предельное значение критерия Стьюдента [t пред] равно 2,33 [1]. В таблице 5 приведены выборочные значения критерия Стьюдента для различных параметров и режимов.

Таблица 5

Режим	М	1Ф	М	1Ф	1Ф	МФ	ЧР
Параметр	t^*_{τ}	n_2	n_2	t^*_{τ}	K'	T^*_{τ}	t^*_{τ}
[t выб]	24,2	3,7	25,7	8,5	4,85	6,9	7,5

Сравнение [t выб] с [t табл.] позволяет сделать однозначный вывод, что при вероятности ошибки $\alpha = 0,01$ необходимо отвергнуть гипотезу о случайном влиянии самолета по всем анализируемым параметрам. Этот вывод также подтверждается опытом эксплуатации близкого по схеме и параметрам двигателя Р13-300. Для этого двигателя прирост частоты вращения ротора высокого давления составил 0,3 %, а прирост температуры газов за турбиной - 40 °С.

Аналогично проверке гипотезы по средним значениям контролируемых параметров двигателей проверялась гипотеза об их дисперсиях (по F- критерию, имеющему распределение Фишера) [1]. В таблице 6 приведены выборочные значения F- критерия.

Таблица 6

Режим	М	М	1Ф	1Ф	1Ф	МФ	ЧР
Параметр	n_2	t_T^*	n_2	t_T^*	K'	t_T^*	t_T^*
[F выб]	1,78	1,25	2	1,15	2	1	1,1

Сравнение выборочных значений F- критерия с табличным значением, равным для выбранной доверительной вероятности и данного объема выборки 1,32, позволяет сделать заключение, что эмпирические дисперсии параметров рабочего процесса на стенде и на самолете значительно различаются только для n_2 при 0 и K' , для температуры газов за турбиной различие дисперсии по всем режимам работы является случайным.

Выполненное статистическое исследование изменения основных характеристик случайных распределений параметров двигателей при изменении состояния (на стенде и на самолете) подтверждает значимое влияние самолета, позволяет количественно оценить это влияние для каждого параметра и режима работы двигателя. Полученные результаты могут быть использованы в технологическом процессе оценки и отладки параметров двигателей, например прошедших капитальный ремонт, непосредственно на самолете. Кроме того, исследование этого явления имеет важное значение, поскольку позволяет повысить информационную избыточность при непосредственном контроле параметров и предсказуемость поведения конкретного двигателя, что, несомненно, актуально при стратегии обслуживания по техническому состоянию. Учет и анализ зависимостей между параметрами позволяют извлечь дополнительную полезную информацию, поскольку типичной для обеспечения контролепригодности авиационного двигателя является ситуация, когда измерению доступно ограниченное число параметров. Информационная избыточность может быть создана использованием аналитического резервирования на основе применения независимых и взаимно перекрывающихся друг друга функциональных соотношений между параметрами двигателя, их корреляционных взаимосвязей.

Причиной отличий параметров для условий работы двигателя на земле в составе силовой установки самолета кроме неравномерности и пульсации потока в сечениях геометрически неидентичных воздушно-газовых трактов следует считать ряд дополнительных (в сравнении с испытаниями на заводском стенде) новых физических факторов, влияющих на контролируемые параметры:

- неравномерность и пульсации потока воздуха на входе;
- температура и давление в подкапотном пространстве;
- воздействие на поток газа, выходящего из сопла;
- различия время выдержки на режиме;

- отличия в аппаратуре и методах обработки параметров.

В отличие от условий испытаний на заводском стенде с лемни-скатным входным устройством перечисленные выше факторы вносят дополнительное систематическое воздействие, что и было выявлено статистическими методами. У двигателей с двухвальной схемой роторной части при установке на самолеты значительно возрастает скольжение роторов и температура газов за турбиной.

Входное устройство, особенно сверхзвукового типа, в стартовых условиях работы силовой установки неизбежно создает перед двигателем неравномерности (окружные и радиальные) полей скоростей и давлений. Кроме неравномерностей за самолетным воздухозаборником также возникают пульсации из-за срыва потока с входных кромок канала. В самолетном канале всегда имеются потери полного давления, приводящие к уменьшению массового расхода воздуха и степени расширения газа в сопле. Сложность аналитического учета таких факторов неравномерности и пульсации в том, что помимо изменения КПД компрессора, эти факторы могут смещать характеристику компрессора. Экспериментальные исследования ГТД при различных неравномерностях и пульсациях воздуха на входе в компрессор показали, что неоднородность потока в основном влияет на запасы устойчивой работы компрессора, в то же время неоднородность потока может заметно влиять на G_v , π_k и η_k . Увеличение неоднородности сопровождается сдвигом напорной ветки в сторону меньших $G_{v\text{ пр.}}$ при заметном снижении КПД компрессора, а граница устойчивой работы при этом смещается в сторону меньших π^*/G . Анализ параметров выполненного двухвального ТРДФ с регулированием по программе $p_1 = \text{const}$ позволяет предположить как наиболее вероятную - гипотезу о влиянии именно однородности потока для объяснения причины значимого различия параметров (p_2 и t_{*r}) при испытаниях на стенде и на самолете, т.е. неоднородность приводит к снижению КПД компрессора низкого давления, нарушение баланса мощностей на роторе низкого давления компенсируется увеличением температуры газов перед турбиной и возрастанием частоты вращения ротора высокого давления. В значительной степени этот эффект зависит от формы напорных веток на характеристиках компрессоров и их деформации под воздействием неоднородности потока за воздухозаборником и за компрессором низкого давления.

Список литературы

1. Шторм Р. Теория вероятностей. Математическая статистика. Статистический контроль качества. М.: Мир, 1970, 368 с.
2. Барзилович Е.Ю., Савенков М.В. Статистические методы оценки состояния авиационной техники. М.: Транспорт, 1987, 240 с.